



(12)

BREVET DE INVENȚIE

(21) Nr. cerere: **a 2018 00103**

(22) Data de depozit: **19/02/2018**

(45) Data publicării mențiunii acordării brevetului: **27/11/2020** BOPI nr. **11/2020**

(41) Data publicării cererii:
30/08/2019 BOPI nr. **8/2019**

(73) Titular:
• **MAZAROM IMPEX S.R.L.**,
STR. MUȘETEȘTI NR.20-22, SECTOR 1,
014366, BUCUREȘTI, B, RO

(72) Inventatori:
• **TOTU ADRIAN, STR. HELIULUI NR. 15B,**
SECTOR 1, BUCUREȘTI, B, RO

(74) Mandatar:
ROMINVENT S.A.,
STR. ERMIL PANGRATTI NR.35,
SECTOR 1, BUCUREȘTI

(56) Documente din stadiul tehnicii:
US 20140039729 A1; UNDERWOOD & CO.,
"A LOW COST MODULAR
NANOSATELLITE SNAP-1",
PROCEEDINGS OF THE 12TH ANNUAL
AIAA/USU CONFERENCE ON SMALL
SATELLITES, SSC01-VI-7, 2001; CN
205675262 (U); US 6568638 B1

(54) **SATELIT ARTIFICIAL CU DIMENSIUNI REDUSE**



1 Invenția se referă la un satelit de dimensiuni reduse și la un ansamblu format dintr-o
multitudine de astfel de sateliți de dimensiuni reduse.

3 Un satelit miniatural este un satelit care cântărește sub 500 kg. Una dintre gamele
sateliților miniaturali o reprezintă nano-sateliții, care cântăresc între 1 și 10 kg. Satelitul
5 conform invenției se încadrează în gama nano-sateliților.

Unul dintre cei mai de succes nano-sateliți cunoscuți în prezent este CubeSat,
7 dezvoltat începând cu anul 1999 de către profesorii Jordi Puig-Suari (California Polytechnic
State University) și Bob Twiggs (Stanford University), cu scopul de a oferi universităților și
9 constructorilor o soluție accesibilă (din punct de vedere al costurilor și al posibilității de
realizare) pentru implementarea unei misiuni spațiale simple.

11 Modul de realizare a unui CubeSat este cunoscut, de exemplu din standardele sale
de proiectare (CubeSat Design Specification Rev13 - <http://www.cubesat.org>) sau din
13 cererea de brevet **US 2014/0039729 A1**.

US 2014/0039729 A1 dezvăluie un nano-satelit modular care utilizează, pentru un
15 modul, un cadru metalic paralelipipedic din patru coloane paralele verticale, distanțate de
patru traverse egale, determinând, în spațiu, aproximativ un cub. Fiecare dintre cele patru
17 coloane, sau numai unele, sunt prevăzute la capete cu unul sau mai multe comutatoare sau
arcuri de separare care asistă desfășurarea ori separarea satelitelui de vehiculul de
19 lansare/desfășurare. Un satelit poate fi compus dintr-unul sau mai multe module extinse în
lungul coloanelor. Cadrul metalic este prevăzut la interior cu locașuri gen „șină” care susțin
21 și ghidează mai multe plăci distanțate prin conectorii „mamă-tată” care le interconectează
și care formează avionica satelitelui: acumulatori electrice alimentate de la niște celule
23 fotovoltaice, calculator de bord-OBC, sistem de orientare, modul de preluare și prelucrare
date, senzori, camere de luat vederi și multe altele (plăci cu circuite integrate). Laturile
25 exterioare ale cubului pot fi prevăzute cu capace pe care sunt dispuse celule fotovoltaice.

Documentul intitulat „*A low cost modular COTS-based nano-satellite - design,
27 construction, launch and early operations phase*” (SSC01-VI-7, AIAA/USU, 2001), avându-i
ca autori pe Dr. C. Underwood, Dr. G. Richardson și J. Savignol, descrie un nano-satelit
29 modular SNAP-1 care utilizează arhitectura modulară în structură tip „sandwich”. Un modul
este format ca o casetă având înălțimea mult mai mică decât lățimea, care la rândul ei este
31 mai mică decât lungimea (13x100x160 mm), dintr-un cadru metalic paralelipipedic, de
preferință din aluminiu, la care pereții laterali se îmbină cu o nervură pătrată prevăzută axial
33 cu o gaură prin care trec niște șuruburi care vor solidariza mai multe module într-o structură
sandwich. Trei astfel de sandwich-uri sunt montate pe laturile unui șasiu în formă de prismă
35 triunghiulară echilaterală, formând arhitectura nano-satelitelui. În interiorul fiecărui modul se
află prins cu șuruburi câte un element funcțional al avionicii nano-satelitelui: acumulatori
37 electrice cu regulator de tensiune, alimentate de la niște celule fotovoltaice, calculator de
bord-OBC, sistem de orientare, modul de preluare și prelucrare date, senzori și diverse plăci
39 cu circuite integrate. Pe cele trei laturi exterioare sunt prinse cu șuruburi capace pe care sunt
dispuse panouri solare pentru alimentarea cu energie electrică. Pe laturile înguste ale
41 modulelor sunt prevăzute conectori și fante de interconectare.

Documentul **CN 205675262 U** dezvăluie un mecanism de rotire (articulații) utilizat de
43 un microsatelit pentru extinderea suporturilor cu celule fotovoltaice.

Documentul **US 6568638** dezvăluie un satelit cu o structură modulară. Modulele din
45 care este alcătuit satelitul sunt mobile unele în raport cu altele prin intermediul unor articulații
astfel încât modulele sunt deplasabile dintr-o stare în care acestea sunt stivuite către o stare
47 în care acestea sunt coplanare.

Un satelit CubeSat (pe scurt - CubeSat) este alcătuit dintr-un șasiu și un sistem de avionică dispus în interiorul sașului.	1
Prin sistem de avionică (sau pe scurt - avionică) se înțelege totalitatea sistemelor electrice și electronice cu care este prevăzut satelitul artificial, cum ar fi de exemplu sursa de tensiune, calculatorul de bord, modulul de radio emisie-recepție-telemetrie, sistemul de orientare spațială, modulul de colectare și prelucrare a datelor furnizate de senzori, etc.	3 5
Avionică unui satelit CubeSat cuprinde un set de plăci electronice interconectate prin intermediul unor conectori. Setul de plăci poate cuprinde, de exemplu, o placă de interfață cu sarcina utilă, cel puțin o placă secundară și o placă baterie. Toate plăcile menționate sunt dispuse în plane paralele.	7 9
Cel mai mic CubeSat, considerat ca fiind o unitate CubeSat, este un cub cu latura de 10 cm și greutatea maximă 1,33 kg. Un astfel de CubeSat mai este denumit 1U CubeSat (1U = o unitate). CubeSat are dimensiunile standardizate, standardul prevăzând sateliți CubeSat și cu dimensiuni mai mari decât 1U, și anume 2U (10 cm x 10 cm x 20 cm), 3U (10 cm x 10 cm x 30 cm) sau 6U (10 cm x 20 cm x 30 cm), acesta din urmă denumit și 6U CubeSat (deoarece are un volum cât 6 unități la un loc).	11 13 15
Deși se bucură de un real succes, CubeSat prezintă și unele dezavantaje, cum ar fi:	17
- deși are dimensiuni relativ reduse, gabaritul este încă semnificativ (în domeniul sateliților, fiecare cm ³ sau gram suplimentar care trebuie plasat pe orbită are influență negativă asupra costurilor);	19
- sistemul de captare a energiei solare (cu ajutorul panourilor solare prevăzute la exteriorul sașului) nu este unul optim chiar dacă au fost dezvoltate sateliți cu panouri solare expandabile.	21 23
Problema tehnică pe care o rezolvă invenția de față este realizarea unui satelit cu dimensiuni și greutate reduse, având posibilitatea de a maximiza energia solară captată prin intermediul panourilor solare, maximizând raportul între masa și suprafața de expunere solara.	25 27
Satelitul conform invenției este de tip panou subțire, dimensiunile minime ale acestuia fiind, de preferință, 113,5 mm lungime x 100 mm lățime x 9 mm grosime. Întrucât dimensiunile reduse și forma aplatizată sugerează un card, în cadrul prezentei descrieri vom face referire la satelitul conform invenției și sub denumirea de „Card-Sat”.	29 31
Un satelit artificial „Card-Sat” conform invenției, cuprinde:	
- un cadru format din patru pereți, unde fiecare perete are o formă plană, este perpendicular pe pereții învecinați, are câte o latură comună respectiv cu fiecare dintre pereții învecinați și este paralel cu peretele opus, unde primul și al doilea perete, care sunt paraleli și opuși între ei, sunt prevăzuți respectiv cu câte două proeminențe dispuse în prelungirile celui de-al treilea perete și celui de-al patrulea perete;	33 35 37
- un capac superior și un capac inferior, ambele capace având o formă plană, fiind paralele între ele și fixate la cadru prin intermediul unor mijloace de fixare, unde cadrul, capacul superior și capacul inferior definesc o incintă de formă în mod substanțial paralelipipedică;	39 41
- câte un comutator fixat pe suprafața interioară, în raport cu incinta, a pereților al treilea și respectiv al patrulea, unde fiecare comutator este capabil de a fi acționat de câte un împingător asociat, fiecare împingător constând dintr-o tijă care traversează respectiv câte o proeminență asociată de pe al doilea perete, unde prima extremitate a împingătorului este în contact, de o manieră detașabilă, cu comutatorul asociat, și a doua extremitate a împingătorului este liberă în exteriorul incintei;	43 45 47

1 - unde cele două perechi comutator-împingător asociat formează un ansamblu
capabil să detecteze desprinderea satelitului dintr-un dispozitiv lansator de satelit;
3 - celule solare fixate pe suprafața exterioară, în raport cu incinta, a capacelor superior
și respectiv inferior;
5 - un sistem de avionică, integrat pe suprafața interioară, în raport cu incinta, a cel
puțin unuia dintre capacul superior sau capacul inferior;
7 - o primă gaură de trecere adecvată pentru trecerea unui port de comunicație capabil
să conecteze sistemul de avionică la un computer și o a doua gaură de trecere adecvată
9 pentru trecerea unui știft introdus prin cea de-a doua gaură și cuplat cu un element de
primire numai pe perioada de pregătire a satelitului, unde cele două găuri sunt prevăzute,
11 de preferință, în al patrulea perete.

Satelitul CubeSat din stadiul tehnicii, pe lângă multitudinea de plăci pe care sunt
13 integrate componentele electrice și electronice, mai include și capace (în număr de șase)
care au exclusiv rolul de protecție a interiorului satelitului și de suport pentru celulele solare
15 de pe exteriorul capacelor.

Spre deosebire de CubeSat, satelitul „Card-Sat” conform invenției poate fi unul de
17 tipul „Satelit Pe O Placă - SPOP” („One Board Satellite - OBS”) atunci când toate compo-
nentele electrice și electronice (cum ar fi de exemplu sistemul de avionică) sunt integrate
19 numai pe unul dintre capacele superior sau inferior ale satelitului. Această realizare
constructivă are drept efect o substanțială economie de spațiu și o simplificare a arhitecturii
21 satelitului.

Satelitul conform invenției prezintă următoarele avantaje:

23 - este proiectat astfel încât să poată îndeplini aceleași funcții ca un CubeSat, însă
într-un volum mult mai mic (de până la 11 ori mai mic);
25 - sistemul de captare a energiei solare este optimizat mai mult;
- mai mulți sateliți conform invenției pot fi conectați de o manieră simplă unul la
27 celălalt astfel încât să formeze un ansamblu de sateliți care să-și mențină posibilitatea de a
maximiza energia solară captată.

29 Se dă în continuare un exemplu de realizare, nelimitativ, a unui satelit conform
invenției și care este în legătură cu fig. 1...8, care reprezintă:

31 - fig. 1, vedere în explozie a satelitului conform invenției, într-o primă variantă
constructivă;

33 - fig. 2, fig. 3, fig. 4, vederi ale satelitului conform invenției, respectiv în trei variante
dimensionale;

35 - fig. 5, vedere în explozie a satelitului conform invenției, într-o a doua variantă
constructivă;

37 - fig. 6, fig. 7, fig. 8, vederi ale unui ansamblu de sateliți conform invenției, în
configurație retrasă, intermediară și respectiv extinsă.

39 În fig. 1 este prezentat un satelit artificial cu dimensiuni reduse conform invenției, care
cuprinde:

41 - un cadru **1** format din patru pereți **1a**, **1b**, **1c**, **1d**, unde fiecare perete are o formă
plană, este perpendicular pe pereții învecinați, are câte o latură comună respectiv cu fiecare
43 dintre pereții învecinați, este paralel cu peretele opus, unde primul **1a** și al doilea perete **1b**,
care sunt paraleli și opuși între ei, sunt prevăzuți respectiv cu câte două proeminente **P_a**, **P_b**,
45 dispuse în prelungirile celui de-al treilea perete **1c** și celui de-al patrulea perete **1d**;

- un capac superior 2 și un capac inferior 3 , ambele capace 2, 3 având o formă plană, fiind paralele între ele și fixate la cadru 1 prin intermediul unor mijloace de fixare 4 , unde cadrul 1 , capacul superior 2 și capacul inferior 3 definesc o incintă 5 de formă în mod substanțial paralelipipedică;	1 3
- câte un comutator C₁ , C₂ fixat pe suprafața interioară a pereților al treilea 1c și respectiv al patrulea 1d , fiecare comutator C₁ , C₂ fiind capabil de a fi acționat de câte un împingător I₁ , I₂ asociat constând dintr-o tijă care traversează respectiv câte o proeminență asociată P_b , unde prima extremitate a împingătorului I₁ , I₂ este în contact, de o manieră detașabilă, cu comutatorul asociat C₁ , C₂ , și a doua extremitate a împingătorului I₁ , I₂ este liberă în exteriorul incintei 5 , unde cele două perechi comutator C₁ , C₂ - împingător asociat I₁ , I₂ formează un ansamblu capabil să detecteze desprinderea satelitului dintr-un dispozitiv lansator de satelit;	5 7 9 11
- celule solare 6 fixate pe suprafața exterioară, în raport cu incinta 5 , a capacelor superior 2 și respectiv inferior 3 ;	13
- satelitul fiind de tip panou subțire cu formă aplatizată, având grosimea substanțial egală cu suma grosimilor cadrului 1 , capacului superior 2 și capacului inferior 3 , și care mai cuprinde:	15 17
- sistemul de avionică 7 , integrat pe suprafața interioară, în raport cu incinta 5 , a cel puțin unuia dintre capacul superior 2 sau capacul inferior 3 ;	19
- o primă gaură de trecere G1 adecvată pentru trecerea unui port de comunicație capabil să conecteze sistemul de avionică 7 la un computer, și o a doua gaură de trecere G2 adecvată pentru trecerea unui știft introdus prin gaura G2 și cuplat cu un element de primire numai pe perioada de pregătire a satelitului, unde cele două găuri G1 , G2 sunt prevăzute, de preferință, în al patrulea perete 1d .	21 23
Conectarea sistemului de avionică 7 la un computer prin intermediul unui port de comunicație se face în scopul programării satelitului.	25
Știftul menționat nu este o parte componentă a satelitului, însă inițial este cuplat la satelit, fiind introdus prin gaura G2 astfel încât o extremitate a sa să intre în contact cu un element de primire al sistemului de avionică 7 , iar cealaltă extremitate a sa să rămână liberă în exteriorul satelitului. Cât timp satelitul este în fază de pregătire pentru misiunea spațială (de exemplu faza de programare a satelitului), știftul rămâne cuplat în elementul de primire. După terminarea pregătirii satelitului pentru misiune, chiar înainte de introducerea satelitului în dispozitivul lansator de satelit, știftul este decuplat de la satelit (prin apucarea știftului de capătul său liber, decuplarea acestuia de elementul de primire și tragerea știftului prin gaura G2 complet în afara satelitului).	27 29 31 33 35
Scoaterea știftului (decuplarea acestuia de satelit) semnalizează satelitului faptul că misiunea spațială a început și în consecință determină pornirea sistemului de avionică.	37
Sistemul de avionică al satelitului conform invenției cuprinde, de exemplu, o sursă de tensiune alimentată de la celulele solare, un calculator de bord, un modul de radio emisie-recepție-telemetrie, un sistem de orientare spațială și un modul de colectare și prelucrare de date preluate de la senzorii cu care este prevăzut satelitul. În funcție de scopul misiunii, sistemul de avionică mai poate cuprinde și alte componente.	39 41
Cadrul 1 este fabricat, de preferință, dintr-unul dintre următoarele materiale: metal (de preferință aluminiu), material compozit, material ceramic, fibră de carbon, PEEK (polieter eter cetona).	43 45
Mijloacele de prindere 4 sunt, de preferință, șuruburi care pot fi înșurubate în niște proeminențe 4a dispuse pe suprafețele interioare, în raport cu incinta 5 , ale pereților 1a , 1b , 1c , 1d cadrului 1 .	47

1 Celulele solare **6** acoperă, de preferință, o suprafață cuprinsă între 70-90% din
suprafața exterioară, în raport cu incinta **5**, a capacelor superior **2** și inferior **3**.

3 Într-o a doua variantă constructivă a satelitului artificial „Card-Sat” conform invenției,
sistemul de avionică **7** este integrat suplimentar pe cel puțin o placă **8** dispusă în interiorul
5 incintei **5** între capacul superior **2** și capacul inferior **3** și paralelă cu capacele **2** și **3**.

7 În fig. 5 este prezentată o vedere în explozie a satelitului conform invenției, în cea
de-a doua variantă constructivă, în care sistemul de avionică este integrat suplimentar pe
două plăci **8**. În practică, pot exista mai mult de două plăci **8**.

9 În afară de cele două plăci **8**, cea de-a doua variantă constructivă din fig.5 cuprinde
suplimentar față de prima variantă constructivă din fig.1, niște șuruburi suplimentare **9** cu
11 care se fixează plăcile **8**, și care pot fi înșurubate în niște proeminențe suplimentare **9a**
13 dispuse pe suprafețele interioare, în raport cu incinta **5**, ale pereților al treilea și al patrulea
1c, **1d**.

15 Plăcile **8** prezintă niște decupaje pe conturul lor, care corespund pozițiilor
proeminențelor **4a** de pe pereții al treilea **1c** și al patrulea **1d**, decupaje care permit
introducerea plăcilor **8** în incinta **5**.

17 Capacele **2**, **3** și plăcile **8** sunt conectate între ele prin intermediul unor conectori de
date (nereprezențați, pe motiv de simplificare a desenului).

19 Dimensiunile minime ale satelitului conform invenției sunt dictate de complexitatea
sistemului de avionică și de cantitatea de energie solară care trebuie captată.

21 Este de preferat ca gama de dimensiuni să fie relativ redusă, astfel încât, dacă în
viitor va apărea necesitatea unei standardizări, aceasta să nu fie foarte sofisticată.

23 Astfel, indiferent de varianta constructivă, se propune (fără a constitui o limitare a
prezentei invenții din punct de vedere al dimensiunilor) ca dimensiunile minime ale satelitului
25 „Card-Sat” conform invenției să fie aproximativ 113,5 mm lungime x 100 mm lățime x 9 mm
grosime.

27 Dacă notăm aceste dimensiuni minime cu „1U Card-Sat”, satelitul conform primei
variante constructive mai poate avea, de exemplu, dimensiunile 227 mm lungime x 100 mm
29 lățime x 9 mm grosime (denumit „2U Card-Sat”) sau 340,5 mm lungime x 100 mm lățime x
9 mm grosime (denumit „3U Card-Sat”).

31 Practic, în funcție de necesități, în prima variantă constructivă lungimea satelitului
poate varia, păstrându-se constante atât lățimea cât și grosimea.

33 În fig. 2, 3 și 4 sunt prezentate vederi ale satelitului conform primei variante
constructive, pentru 1U Card-Sat, 2U Card-Sat și respectiv 3U Card-Sat.

35 Satelitul conform celei de-a doua variante constructive poate avea, de exemplu,
dimensiunile între aproximativ 113,5 mm lungime x 100 mm lățime x 9 mm grosime și
37 aproximativ 340,5 mm lungime x 100 mm lățime x 22 mm grosime.

39 Similar, și în acest caz vom denumi „2U Card-Sat” sateliții cu lungimea de 227 mm
și „3U Card-Sat” sateliții cu lungimea de 340,5 mm.

41 Practic, în funcție de necesități, în a doua variantă constructivă atât lungimea cât și
grosimea satelitului pot varia, păstrându-se constantă numai lățimea. Grosimea satelitului
depinde de numărul plăcilor **8**.

43 Atât în prima cât și în a doua variantă constructivă conform invenției, lungimea
proeminențelor **P_a** de pe primul perete **1a** este aproximativ 6,5 mm și lungimea
45 proeminențelor **P_b** de pe al doilea perete **1b** este aproximativ 7 mm.

47 Proeminențele **P_a** au rol de elemente de sprijin pentru satelit atunci când acesta se
află în interiorul dispozitivului lansator de satelit, iar prin forma și dimensiunile lor protejează
conținutul satelitului față de eventualele șocuri.

Proeminențele P_b au atât rol de elemente de sprijin pentru satelit atunci când acesta se află în interiorul dispozitivului lansator de satelit (iar prin forma și dimensiunile lor protejează conținutul satelitului față de eventualele șocuri), cât și rol de a ghida un sistem de împingere pentru separarea, în cadrul operațiunii de lansare, a satelitului de dispozitivul lansator de satelit.	1 3 5
Indiferent de varianta constructivă, satelitul conform invenției poate fi folosit atât individual cât și ca parte a unui ansamblu de sateliți identici.	7
Atunci când este destinat a fi parte a unui ansamblu de sateliți identici, satelitul conform invenției este prevăzut suplimentar cu niște articulații 10 pe suprafețele exterioare, în raport cu incinta 5 , ale celui de-al treilea 1c și/sau respectiv celui de-al patrulea perete 1d (fig. 6, 7 și 8).	9 11
Ansamblul de sateliți este alcătuit dintr-o multitudine de sateliți individuali, fiecare dintre sateliți fiind conectat la satelitul/sateliții învecinat/învecinați prin intermediul articulațiilor 10 .	13
Ansamblul de sateliți este capabil să adopte, cu ajutorul articulațiilor 10 :	15
- fie o primă configurație extremă, denumită și configurație retrasă, în care suprafețele capacelor 2, 3 tuturor sateliților din componența ansamblului sunt paralele între ele;	17
- fie o a doua configurație extremă, denumită și configurație extinsă, în care suprafețele capacelor superioare 2 ale tuturor sateliților din componența ansamblului sunt în mod substanțial coplanare și suprafețele capacelor inferioare 3 ale tuturor sateliților din componența ansamblului sunt de asemenea în mod substanțial coplanare;	19 21
- fie orice configurație intermediară între cele două configurații extreme.	23
Practic, ansamblul de sateliți este inițial introdus în configurație retrasă în dispozitivul lansator de satelit. Odată lansat în spațiu (după ce a părăsit dispozitivul lansator de satelit), ansamblul de sateliți este programat sau comandat să își modifice treptat configurația, adoptând configurații intermediare succesive până când ajunge în configurația extinsă. Ansamblul de sateliți rămâne în configurația extinsă pe toată durata misiunii spațiale.	25 27
Indiferent de caz (satelit individual sau ansamblu de sateliți), captarea energiei solare este optimizată la maxim întrucât poziționarea satelitului/ansamblului se realizează extrem de facil, astfel încât în permanență razele soarelui să cadă perpendicular pe suprafața celulelor solare aparținând capacului orientat către soare.	29 31
În cazul CubeSat, optimizarea captării energiei solare este dificilă, dacă nu chiar imposibilă, deoarece în timpul funcționării satelitul este orientat cu trei dintre fețele sale către soare, unghiul de incidență al razelor solare fiind diferit pentru fiecare față în parte.	33

Revendicări

1. Satelit artificial cu dimensiuni reduse care cuprinde:
 - un cadru (1) format din patru pereți (1a, 1b, 1c, 1d);
 - unde primul (1a) și al doilea perete (1b), care sunt paraleli și opuși între ei, sunt prevăzuți respectiv cu câte două proeminențe (P_a ; P_b) dispuse în prelungirile celui de-al treilea perete (1c) și celui de-al patrulea perete (1d);
 - un capac superior (2) și un capac inferior (3), ambele capace (2, 3) având o formă plană, fiind paralele între ele și fixate la cadru (1) prin intermediul unor mijloace de fixare (4), cadrul (1), capacul superior (2) și capacul inferior (3) definind o incintă (5) de formă în mod substanțial paralelipipedică;
 - câte un comutator (C_1 , C_2) fixat pe suprafața interioară a pereților al treilea (1c) și respectiv al patrulea (1d), fiecare comutator (C_1 , C_2) fiind capabil de a fi acționat de câte un împingător (I_1 , I_2) asociat constând dintr-o tijă care traversează respectiv câte o proeminență asociată (P_b);
 - prima extremitate a împingătorului (I_1 , I_2) este în contact, de o manieră detașabilă, cu comutatorul asociat (C_1 , C_2);
 - și a doua extremitate a împingătorului (I_1 , I_2) este liberă în exteriorul incintei (5),
 - unde cele două perechi comutator (C_1 , C_2), - împingător asociat (I_1 , I_2) formează un ansamblu capabil să detecteze desprinderea satelitului dintr-un dispozitiv lansator de satelit;
 - celule solare (6) fixate pe suprafața exterioară, în raport cu incinta (5), a capacelor superior (2) și respectiv inferior (3), **caracterizat prin aceea că** satelitul este de tip panou subțire cu formă aplatizată, având grosimea substanțial egală cu suma grosimilor cadrului (1), capacului superior (2) și capacului inferior (3), și cuprinde sistemul de avionică (7), integrat pe suprafața interioară, în raport cu incinta (5), a cel puțin unuia dintre capacul superior (2) sau capacul inferior (3), o primă gaură de trecere (G_1) adecvată pentru trecerea unui port de comunicație capabil să conecteze sistemul de avionică (7) la un computer și o a doua gaură de trecere (G_2) adecvată pentru trecerea unui știft introdus prin gaura (G_2) și cuplat cu un element de primire numai pe perioada de pregătire a satelitului, unde cele două găuri (G_1 , G_2) sunt prevăzute, de preferință, în al patrulea perete (1d).
2. Satelit conform revendicării 1, **caracterizat prin aceea că** sistemul de avionică (7) cuprinde o sursă de tensiune alimentată de la celulele solare (6), un calculator de bord, un modul de radio emisie-recepție-telemetrie, un sistem de orientare spațială și un modul de colectare și prelucrare de date preluate de la niște senzori cu care este prevăzut satelitul.
3. Satelit conform revendicării 1, **caracterizat prin aceea că** cadrul (1) este fabricat dintr-unul dintre următoarele materiale: metal - de preferință aluminiu, material compozit, material ceramic, fibră de carbon, PEEK (polieter eter cetonă).
4. Satelit conform revendicărilor 1-3, **caracterizat prin aceea că** mijloacele de prindere (4) sunt șuruburi care pot fi înșurubate în niște proeminențe (4a) dispuse pe suprafețele interioare, în raport cu incinta (5), ale pereților (1a, 1b, 1c, 1d).
5. Satelit conform revendicărilor 1-4, **caracterizat prin aceea că** celulele solare (6) acoperă o suprafață cuprinsă între 70-90% din suprafața exterioară, în raport cu incinta (5), a capacelor superior (2) și inferior (3).

RO 133557 B1

6. Satelit conform revendicărilor 1-5, **caracterizat prin aceea că** sistemul de avionică (7) este integrat suplimentar pe cel puțin o placă (8) dispusă în interiorul incintei (5) între capacul superior (2) și capacul inferior (3) și paralelă cu capacele (2, 3). 1
3
7. Satelit conform revendicării 6, **caracterizat prin aceea că** acea cel puțin o placă (8) este fixată prin intermediul unor șuruburi suplimentare (9) care pot fi înșurubate în niște proeminențe suplimentare (9a) dispuse pe suprafețele interioare, în raport cu incinta (5), ale pereților al treilea și al patrulea (1c, 1d). 5
7

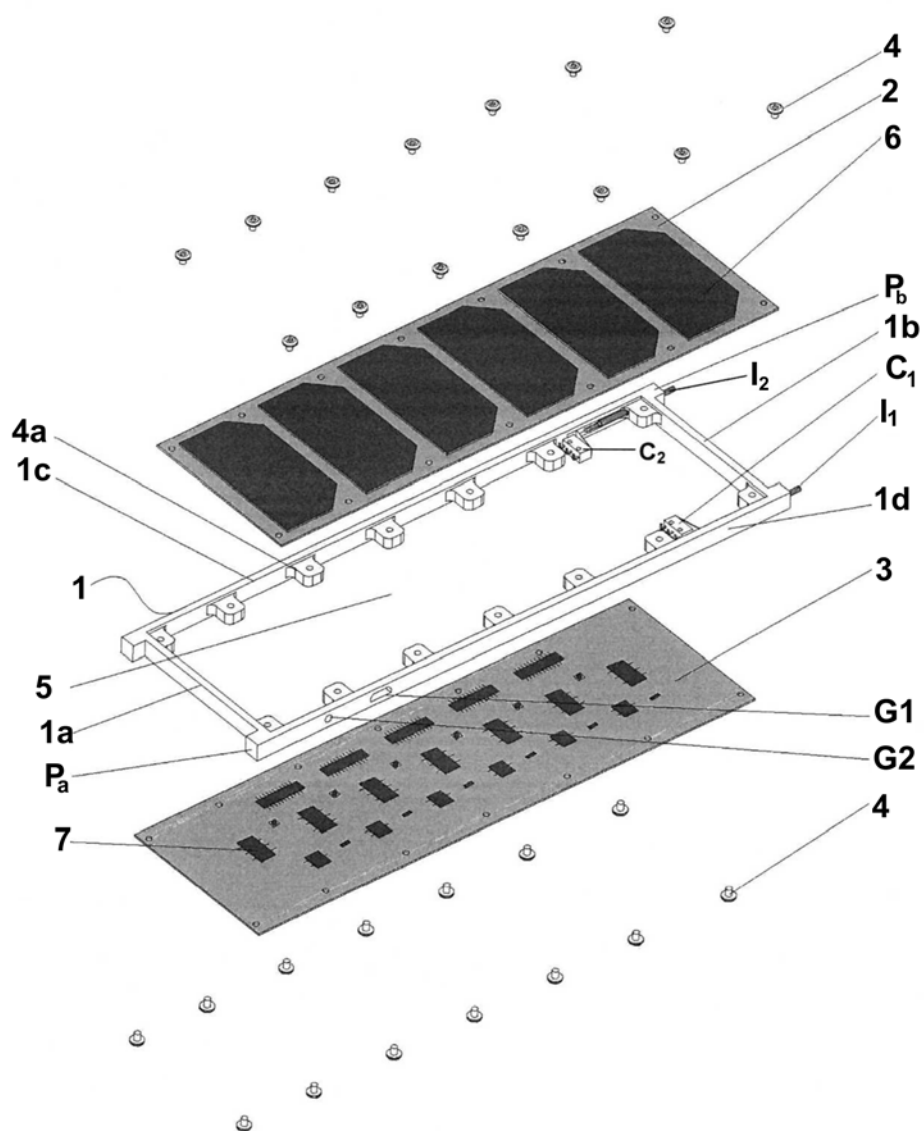


Fig. 1

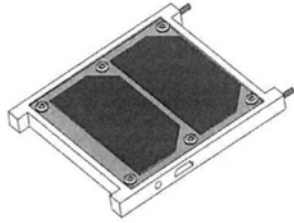


Fig. 2

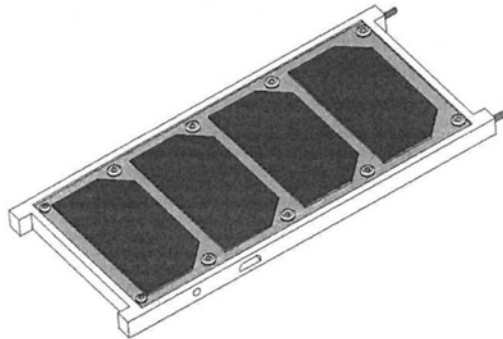


Fig. 3

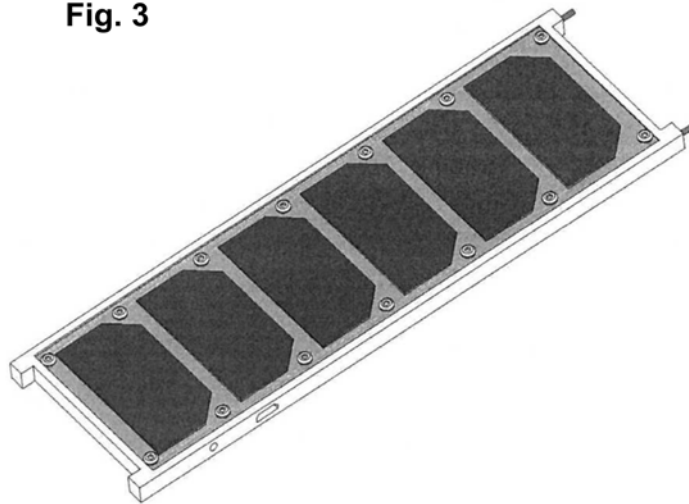


Fig. 4

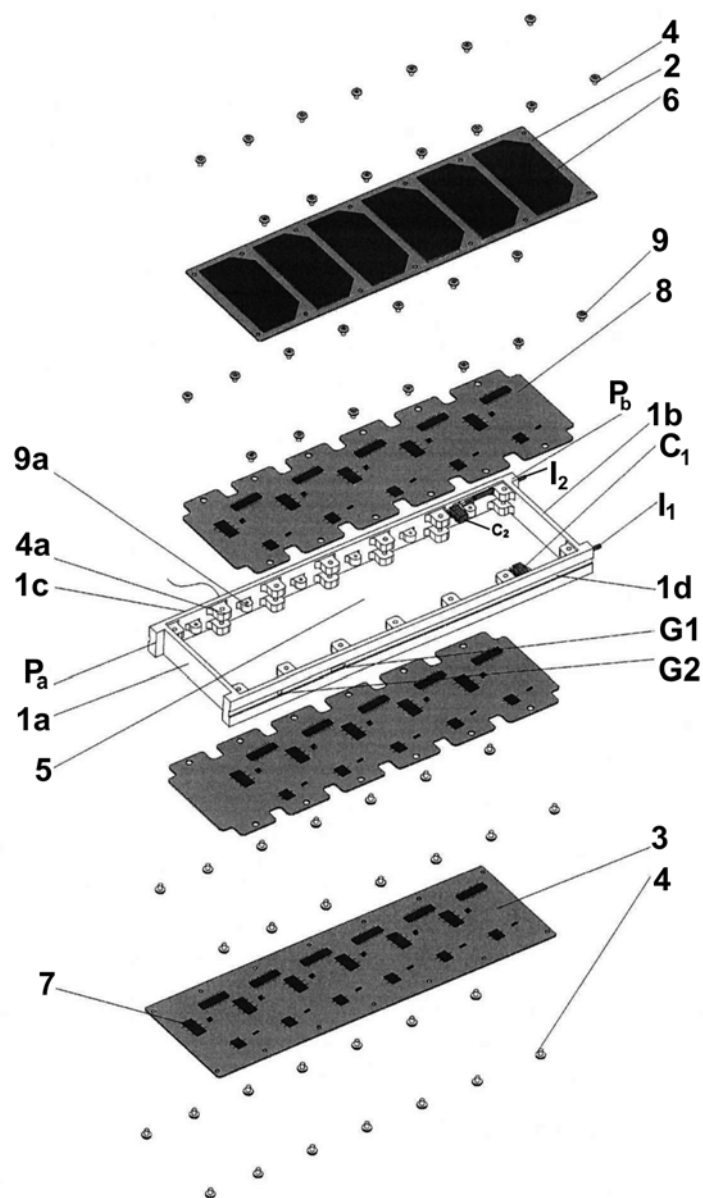


Fig. 5

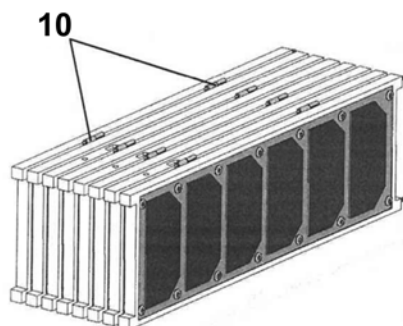


Fig. 6

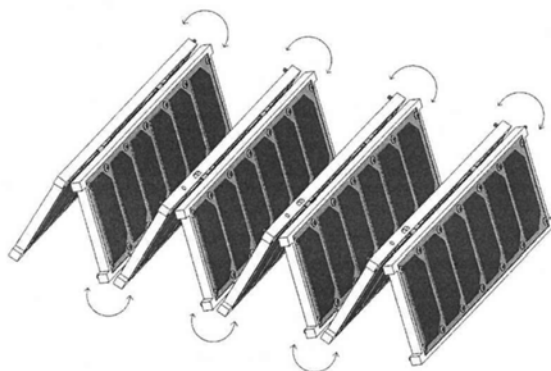


Fig. 7

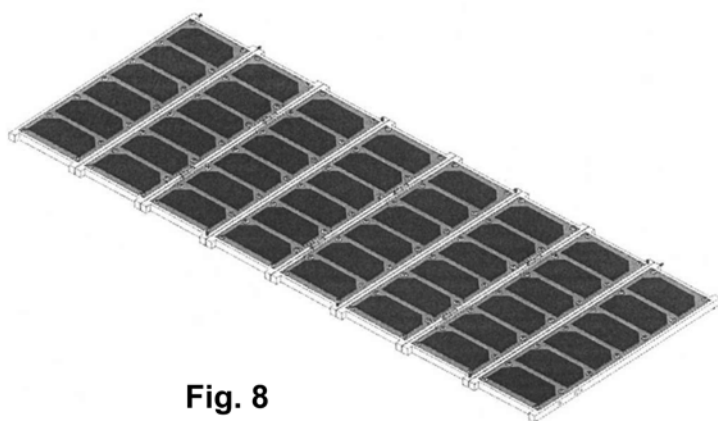


Fig. 8